

UNIVERSITI SAINS MALAYSIA

Peperiksaan Semester Pertama
Sidang Akademik 2004/2005
*First Semester Examination
2004/2005 Academic Session*

Oktober 2004
October 2004

ESA 341 - Gasdinamik
Gasdynamics

Masa : 3 jam
Hour : 3 hour

ARAHAN KEPADA CALON :
INSTRUCTION TO CANDIDATES :

Sila pastikan bahawa kertas soalan ini mengandungi **TUJUH (7)** mukasurat dan **ENAM (6)** soalan sebelum anda memulakan peperiksaan.

*Please ensure that this paper contains **SEVEN (7)** printed pages and **SIX (6)** questions before you begin examination.*

Jumlah soalan yang perlu dijawab ialah **EMPAT (4)**.

Pilih **TIGA (3)** soalan dari soalan 1,2,3 dan 4.

Pilih hanya **SATU (1)** soalan dari soalan 5 dan 6.

*A total of **FOUR (4)** questions must be answered.*

*Choose **THREE (3)** questions to answer from Questions 1,2,3 or 4.*

*Choose only **ONE (1)** question to answer from Questions 5 or 6.*

Calon boleh menjawab semua soalan dalam Bahasa Malaysia. Sekiranya calon ingin menjawab dalam Bahasa Inggeris, sekurang-kurangnya satu soalan perlu dijawab dalam Bahasa Malaysia.

Student may answer all the questions in Bahasa Malaysia. If you want to answer in English, at least one question must be answered in Bahasa Malaysia.

Setiap soalan mestilah dimulakan pada mukasurat yang baru.

Each questions must begin from a new page.

1. Satu jasad bergerak merentasi udara pada kelajuan 200 m/s. Tekanan dan suhu pada aliran bebas ialah 100 kPa dan 30°C.

A body moves through air at a velocity of 200 m/s. The freestream pressure and temperature are 100 kPa and 30°C respectively.

- (a) Terbitkan persamaan Bernoulli melalui keseimbangan momentum ke atas elemen yang kecil.

Derive the Bernoulli equation using momentum balance on an infinitely small element.

(10 markah/marks)

- (b) Cari tekanan di satu titik pada jasad tersebut di mana kelajuan udara relatif kepada jasad itu ialah kosong sekiranya aliran itu dianggap tidak mampat.

Find the pressure at a point on the body where the velocity of the air relative to the body is zero if the flow is considered to be incompressible.

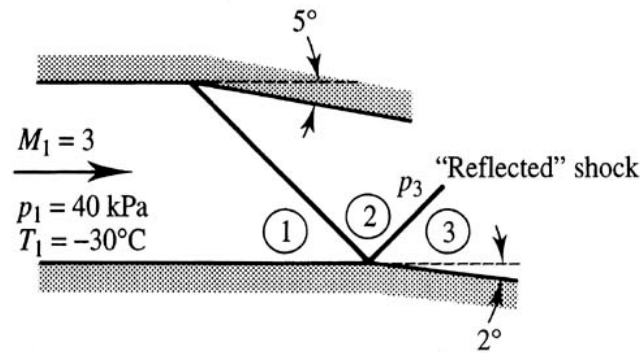
(5 markah/marks)

- (c) Cari nombor Mach, suhu, dan kelajuan (relatif kepada jasad itu) di satu titik pada jasad itu di mana tekanan pada titik itu adalah 15% lebih besar daripada tekanan pada aliran bebas sekiranya aliran itu dianggap mampat.

Find the Mach number, temperature, and velocity (relative to the body) at a point on the body where the pressure at that point is 15% larger than the freestream pressure if the flow is considered to be compressible.

(10 markah/marks)

-3-



Gambarajah 1 / Figure 1

2. Keadaan pada permulaan aliran udara melalui tiub dua-dimensi adalah seperti yang diberi di dalam gambarajah 1 di atas. Aliran itu pada awalnya dibelokkan melalui sudut defleksi pada dinding sebelah atas dan kemudiannya dipantulkan pada dinding sebelah bawah seperti yang di ilustrasikan di dalam gambarajah.

The upstream flow condition through a two-dimensional tube is as given in Figure 1 above. The flow is initially turned through a deflection angle at the upper wall and then reflected at the lower wall as shown in the figure.

- (a) Cari nombor Mach, tekanan, tekanan genang, dan suhu pada kawasan 2.

Find the Mach number, pressure, stagnation pressure, and temperature at region 2.

(9 markah/marks)

- (b) Cari nombor Mach, tekanan, tekanan genang, dan suhu pada kawasan 3.

Find the Mach number, pressure, stagnation pressure, and temperature at region 3.

(9 markah/marks)

- (c) Berapakah sudut yang patut pada dinding bawah supaya tiada pantulan gelombang kejutan (shock)?

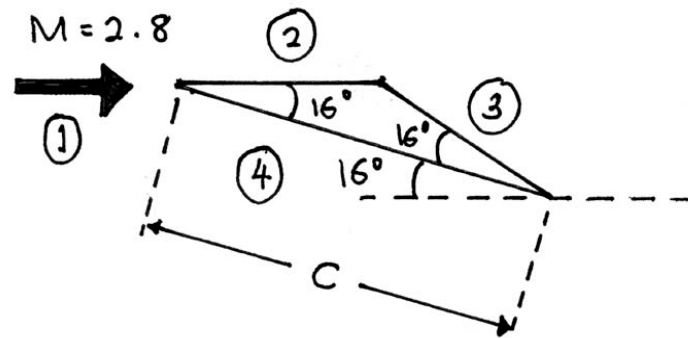
What should the angle at the lower wall be so that there is no reflected shock?

(3 markah/marks)

- (d) Berapakah sudut defleksi maksima yang boleh berlaku pada dinding sebelah bawah supaya pantulan gelombang kejutan itu masih melekat pada dinding?

What is the maximum deflection angle possible at the lower wall such that the reflected shock is still attached?

(4 markah/marks)



Gambarajah 2 / Figure 2

3. Sebuah airfoil segitiga kakisama mempunyai chord yang panjangnya ialah c dan sudut dasar 16° (lihat Gambarajah 2). Ia diletakkan pada sudut serangan 16° di dalam aliran yang berkelajuan Mach 2.8.

An isosceles triangle airfoil has a chord length c and base angles of 16° (see Figure 2). It is set at an angle of attack 16° in a Mach 2.8 flow.

- (a) Kirakan nisbah tekanan (P_N/P_1) di kawasan di mana $N = 2, 3$, dan 4.

Calculate the ratio of pressures (P_N/P_1) in regions where $N = 2, 3$, and 4.

(15 markah/marks)

- (b) Kirakan koefisien daya angkatan airfoil itu.

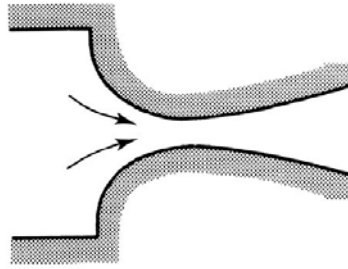
Calculate the lift coefficient of the airfoil.

(5 markah/marks)

- (c) Kirakan koefisien daya seretan airfoil itu.

Calculate the drag coefficient of the airfoil.

(5 markah/marks)



Gambarajah 3 / Figure 3

4. Udara dibekalkan kepada corong menirus-mencapah dari sebuah takungan yang mempunyai tekanan genang sebanyak 101 kPa (lihat Gambarajah 3). Keluasan permukaan di hujung keluar corong ialah 0.0402 m^2 dan keluasan permukaan di leher corong ialah 0.01045 m^2 .

Air is supplied to a converging-diverging nozzle from a reservoir where the stagnation pressure is constant at 101 kPa (see Figure 3). The nozzle exit area is 0.0402 m^2 and the throat area is 0.01045 m^2 .

- (a) Berapakah tekanan belakang sekiranya gelombang kejutan normal berada di kawasan yang mempunyai keluasan permukaan 0.0160 m^2 ?

What is the back pressure if a normal shock sits where the area is 0.0160 m^2 ?

(7 markah/marks)

- (b) Berapakah tekanan belakang sekiranya jet supersonik yang berterusan keluar dari corong itu? Berapakah nombor Mach aliran keluar itu?

What is the back pressure if there is a continuous supersonic jet at the nozzle exit? What is the Mach number of the exit flow?

(8 markah/marks)

- (c) Sekiranya tekanan belakang ialah 1.765 kPa, berapakah sudut yang dihasilkan di antara garisan pinggir jet dan garisan tengah corong?

If the back pressure is 1.765 kPa, what is the angle that the boundary of the jet makes with the center-line of the nozzle?

(10 markah/marks)

5. Satu gelombang kejutan biasa yang mempunyai nisbah tekanan rentas sebanyak 1.3 sedang bergerak melalui corong lurus yang mengandungi udara kaku pada tekanan 130 kPa dan suhu 30° . Gelombang kejutan ini kemudiannya di pantulkan pada sebuah dinding di hujung corong itu.

A normal shock wave across which the pressure ratio is 1.3 is propagating down a duct containing still air at a pressure of 130 kPa and a temperature of 30°C . This shock wave is reflected off the closed end of the duct.

- (a) Cari tekanan dan suhu di belakang gelombang kejutan permulaan sebelum refleksi berlaku.

Find the pressure and temperature behind the initial shock before reflection.

(10 markah/marks)

- (b) Berapakah kelajuan gas yang sepatutnya di belakang gelombang kejutan selepas refleksi?

What should the gas velocity be behind the shock after it is reflected?

(3 markah/marks)

- (c) Cari tekanan dan suhu di belakang gelombang kejutan selepas refleksi. Kamu mesti menggunakan prosedur berulang.

Find the pressure and temperature behind the reflected shock. You must use the iterative procedure.

(12 markah/marks)

6. Udara mengalir melalui corong yang mempunyai luas permukaan yang tidak berubah dan haba ditambahkan di sepanjang corong itu. Nombor Mach ialah 0.3 di pintu masuk corong itu dan suhu statiknya ialah 300 K.

Air flows along a constant area duct to which heat is being added. At the inlet the Mach number is 0.3 and the static temperature is 300 K.

- (a) Sekiranya haba yang ditambah ialah 557.9 kJ/kg, kirakan suhu statik di pintu keluar corong itu.

If the heat added is 557.9 kJ/kg, calculate the static temperature at exit.

(10 markah/marks)

- (b) Untuk aliran mantap yang berterusan dan keadaan pintu masuk yang sama:

For continuous steady flow from the same inlet conditions calculate:

- i. Suhu genang yang paling maksima boleh dicapai di pintu keluar corong.

The highest stagnation temperature that the air can reach at the exit.

(4 markah/marks)

- ii. Suhu statik yang sepatutnya.

The corresponding static temperature.

(3 markah/marks)

- iii. Tenaga haba yang perlu ditambah untuk mencapai keadaan tersebut.

The heat that must be added to achieve this state.

(3 markah/marks)

- (c) Sekiranya untuk bahagian (b) lebih banyak haba ditambah supaya suhu statik di pintu keluar corong menjadi 1452 K walaupun suhu statik di pintu masuk corong masih 300 K, kirakan apa yang terjadi pada nombor Mach di pintu masuk corong.

If for part (b) more heat is added so that the exit static temperature becomes 1452 K while the static temperature at inlet is still 300 K, calculate what happens to the inlet Mach number.

(5 markah/marks)

ooo000ooo